

В.М. Кумпаненко, В.В. Тараненко, О.Г. Склярів

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МОДИФІКОВАНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ДАЛЬНОСТІ ПЛАНЕРУВАННЯ УНІВЕРСАЛЬНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО КОНТЕЙНЕРА ЗАДАНОЇ МАСИ

У статті представлено результати наукових досліджень щодо розробки модифікованого методу визначення дальності планерування в інтегральному вигляді в залежності від висот застосування універсального аеродинамічного контейнера заданої маси ($m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг). Запропоновано аеродинамічну схему та компоновання універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до $0,4$ м. Побудовано функціональні залежності управляючих параметрів для формування траєкторії планерування на режимі максимальної аеродинамічної якості в умовах Стандартної атмосфери. Такий підхід дозволяє з більшою точністю визначати відстань планерування аеродинамічних компоновань заданої маси в експлуатаційному діапазоні висот у залежності від завдань та можливих обмежень літального апарата – носія.

Ключові слова: дальність планерування, універсальний аеродинамічний контейнер, аеродинамічне компоновання, найвигідніший кут атаки, максимальна аеродинамічна якість, траєкторія планерування.

Вступ

Постановка проблеми. У сучасних дослідженнях відстань $-L_{пл}$, яку може подолати літальний апарат (ЛА) при його планеруванні з деякої висоти H визначається за формулою [1, с. 190; 2...8].

$$L_{пл} = KH. \quad (1)$$

Таким чином, найбільш полого планерування, що забезпечує максимальну відстань $L_{пл}$ можна отримати на режимі максимальної аеродинамічної якості, тобто $K=K_{max}$ [1, с. 190].

У зв'язку зі зміною висоти змінюються параметри атмосфери, у тому числі кінематична в'язкість повітря $- \nu$, яка впливає на визначення числа Рейнольдса Re від якого, в свою чергу, залежить коефіцієнт аеродинамічного опору ЛА $- C_x$, який є знаменником при визначенні аеродинамічної якості K [9, с. 447].

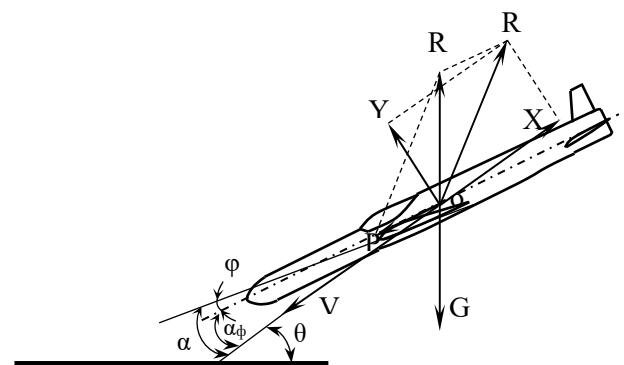
$$Re = \frac{Vb_a}{\nu}, C_x = f(Re), K = \frac{C_y}{C_x},$$

Тому, визначення відстані планерування $- L_{пл}$ (1) ЛА, де K_{max} справедливо тільки при проведенні оціночних розрахунків та в незначному діапазоні висот.

Відповідно, для більш точного розрахунку $L_{пл}$ ЛА потрібно провести дослідження щодо зміни K_{max} в залежності від висоти H .

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Розглядається схема сил, що діють на ЛА при його планеруванні (Рис. 1),

де: α_ϕ – кут атаки фюзеляжу (відносно поздовжньої осі фюзеляжу); ϕ – кут встановлення крила.



Лінія горизонту

Рис. 1. Сили, що діють на ЛА при планеруванні
Джерело: [1, с. 188]

У випадку сталого планерування на крилатий ЛА будуть діяти наступні зовнішні сили: рівнодіюча аеродинамічних сил R , сила ваги G та сила тяги P . При сталому планеруванні всі названі сили повинні знаходитися у рівновазі [1, с. 190]. У випадку, що розглядається, коли $P=0$,

$$R = C_R S \frac{\rho V_{nl}^2}{2} = G = mg, \quad (2)$$

де: V_{nl} – швидкість планерування ЛА; ρ – щільність повітря на висоті H , що розглядається; m – маса ЛА; g – прискорення вільного падіння; S – площа крила.

C_R – коефіцієнт повної аеродинамічної сили, визначається за формулою [1, с. 190]

$$C_R = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}. \quad (3)$$

Тоді

$$V_{nl} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_R}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \sqrt{\frac{1}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}}}, \quad (4)$$

або

$$m = \frac{C_R \rho (Ma)^2 S}{2g} = \frac{\sqrt{(C_y^2 + C_x^2)} \rho (Ma)^2 S}{2g} \quad (5)$$

де: a – швидкість звуку на висоті H , що розглядається; M – число Маха.

Тангенс куту планерування визначається за формулою

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{K} \quad (6)$$

Тобто вираз (1) визначення відстані, яку може подолати ЛА при його планеруванні з деякої висоти H приймає вигляд [1, с. 190]

$$L_{nl} = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta} = KH \quad (7)$$

У роботі [10] у Сполучених Штатах Америки розглядалася модульна керована планеруюча бомба із крилами що розкладаються. Було проведено експериментальні дослідження щодо визначення аеродинамічних характеристик боєприпасу. В рамках реалізованого та на розвиток запропонованого рішення з метою отримання найбільшого значення аеродинамічної якості K_{max} та можливості розміщення авіаційних бомб діаметром до 0,4 м було обрано аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування (Рис. 2), який є результатом розгляду [11] варіацій геометричних параметрів щодо можливого збільшення значення максимальної аеродинамічної якості K_{max} . Для отримання аеродинамічних характеристик після скидання, на режимі планерування ЛА, було використано методики, що описано у роботах [12, 13].

Таким чином, визначення максимальної аеродинамічної якості в залежності від висоти є вихідною інформацією для більш детального визначення відстані планерування.

Мета статті – удосконалення методу визначення дальності планерування аеродинамічних компонувань в залежності від висоти та заданої маси із побудовою функціональних залежностей управляючих параметрів для формування траєкторії планерування на режимі максимальної аеродинамічної якості в умовах Стандартної атмосфери.

Виклад основного матеріалу

При проектуванні будь якого ЛА практично завжди виникає проблема вибору його аеродинамічної схеми та компонування.

Загальним принципом такого вибору є необхідність забезпечення максимальної аеродинамічної якості, стійкості ЛА, мінімальної маси конструкції та витрат на його виготовлення. При цьому вибір аеродинамічної схеми та компонування повинен враховувати взаємний вплив складових ЛА на його аеродинамічні характеристики, що ускладнює прийняття рішення за наведеним питанням.

Однак в рамках вже реалізованих чи запропонованих рішень може бути організовано пошук найкращого рішення з точки зору оціночних критеріїв, в нашому випадку – це максимальна аеродинамічна якість K_{max} та критерій обмеження – це критична швидкість польоту для обраної конфігурації число Маха – $M_{кр}$. Негативним наслідком збільшення швидкості $M > M_{кр}$ – є виникнення та суттєве зростання додаткового лобового опору, який в аеродинаміці іменують хвильовим. Режими польоту $M > M_{кр}$ в межах запропонованої роботи не розглядаються.

Для визначення аеродинамічних характеристик в якості досліджуваного об'єкту запропоновано аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до 0,4 м.

Аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування (ЛА) наведено на Рис. 2.

Основні геометричні параметри запропонованого універсального аеродинамічного контейнера наведено у Таблиці 1. Розрахункові значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для висоти $H=0$ наведено у Таблиці 2.

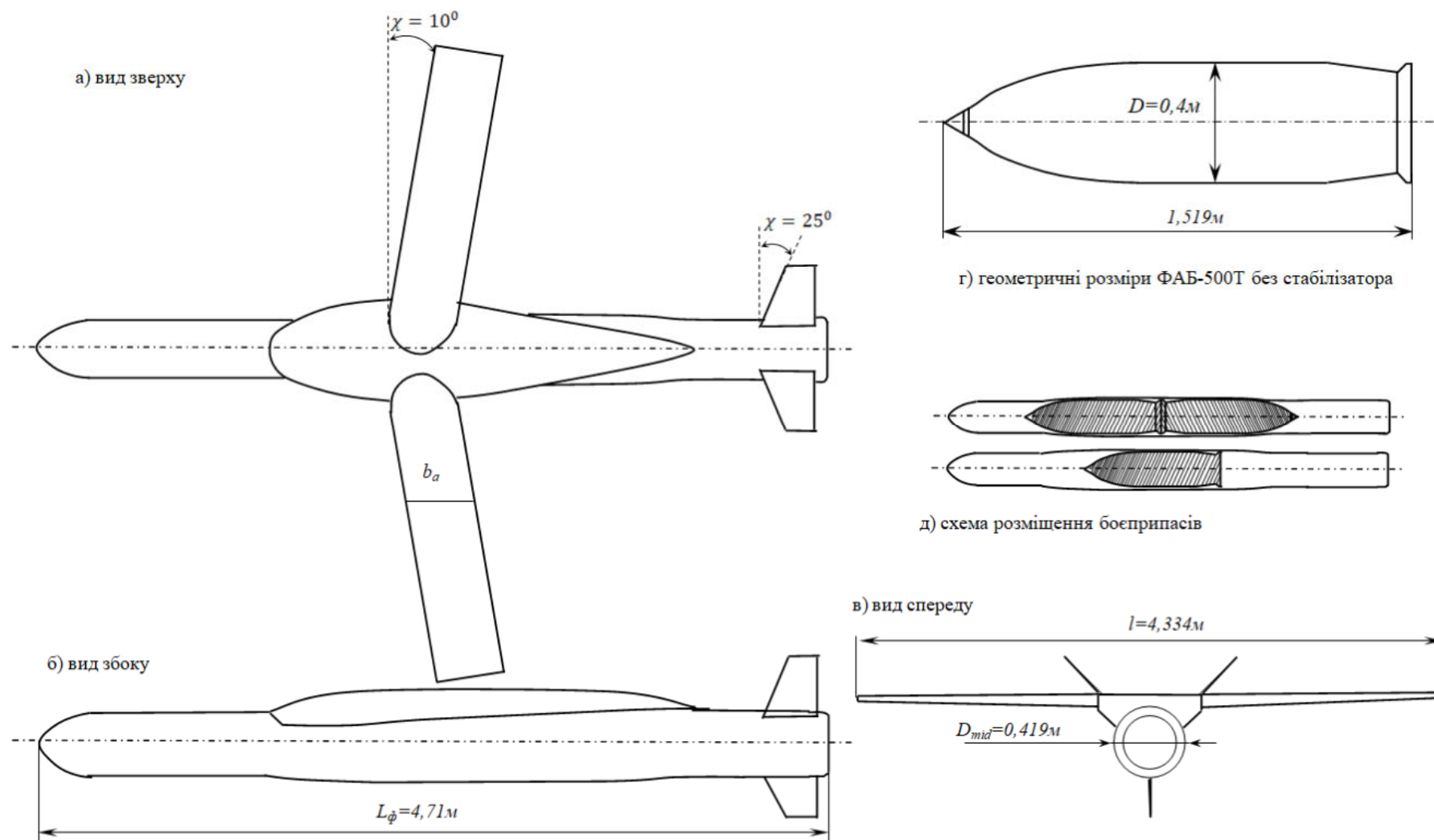


Рис. 2. Аеродинамічна схема універсального аеродинамічного контейнера планерування та схема розміщення боеприпасів
Джерело: розроблено авторами

Таблиця 1
Основні геометричні параметри універсального аеродинамічного контейнера (Рис. 2)

Параметр	Одиниця виміру	Назва	Значення
S	m^2	Площа крила	1,622
l	m	Розмах крила	4,334
χ	$град$	Кут стрілоподібності крила	10
b_a	m	Аеродинамічна хорда крила	0,369
$\bar{c}$	$\%$	Відносна максимальна товщина крила	12
L_{ϕ}	m	Довжина корпусу ЛА	4,71
D_{mid}	m	Діаметр Міделєвого перетину	0,419

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 2
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для $H=0$ км

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.66
C_y^{α}	0.0814	0.0863	0.0929	0.1016	0.1079
C_{x0}	0.0493	0.0483	0.0477	0.0475	0.0475
K_{max}	11.82	11.71	11.45	11.03	10.69
$\bar{x}_f$	0.679	0.676	0.671	0.664	0.658

Джерело: розроблено авторами

де: C_{x0} – коефіцієнт опору при нульовій піднімальній силі; C_y^{α} – похідна піднімальної сили за кутом атаки; $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b_a}$ – безрозмірна координата аеродинамічного фокусу відносно носика аеродинамічної хорди крила (див. Рис. 2), (питання визначення необхідного запасу подовжньої стійкості вирішуються після визначення координати центра мас у виробництві).

Однак, для формування більш детальної картини щодо можливого застосування запропонованої аеродинамічної схеми необхідно провести додаткові дослідження щодо обмежень та корегування за висотою та швидкістю польоту ЛА. Тому розрахункові значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для висоти $H=11$ км наведено у Таблиці 3.

Таблиця 3
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для $H=11$ км

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.66
C_y^{α}	0.0814	0.0863	0.0929	0.1016	0.1079
C_{x0}	0.0534	0.0522	0.0516	0.0513	0.0513
K_{max}	11.36	11.26	11.01	10.61	10.28
$\bar{x}_f$	0.679	0.676	0.671	0.664	0.658

Джерело: розроблено авторами

Обмеження $M_{кр}=0,66$ (див. Табл. 2 і Табл. 3) пов'язано з визначенням $M_{кр}$ для запропонованого

ЛА із стрілоподібністю крила $\chi=10^0$, $\bar{c}=12\%$, про що згадується вище.

У роботі [10] розглядалася модульна керована планеруюча бомба загальною масою 2650 фунтів, що складає ≈ 1202 кг.

Ураховуючи, що при всіх варіаціях геометричних параметрів [11] щодо можливого збільшення значення максимальної аеродинамічної якості K_{max} , загальний об'єм для розміщення корисного вантажу було збережено подальші розрахунки проводилися з повною масою ЛА $m \approx 1250$ кг.

Для визначення обмеження за мінімальною швидкістю M польоту саме у землі, що є наслідком спроможності несучих властивостей запропонованого компонування, необхідно перевірити виконання умови (2) рівнодіючих сил, що забезпечує планерування для $M=0.3$, $H=0$ (Таблиця 4). Для цього необхідно розрахувати складові C_x, C_y при максимальному значенні K

для визначення C_R (3). Попереднє визначення швидкості V проводиться за формулою (4) для кожного значення H при виконанні умови (2).

Таблиця 4
Аеродинамічні коефіцієнти для $M=0.3$, $H=0$ км

α	C_y	C_x	K	$\alpha_{нв}$
-3	-0.0742	0.0495	-1.50	
0	0.1700	0.0503	3.38	
2	0.3328	0.0533	6.24	
4	0.4956	0.0582	8.51	
6	0.6584	0.0650	10.12	
8	0.8212	0.0738	11.13	
10	0.9840	0.0844	11.65	
11	1.0654	0.0905	11.77	
12.41	1.1802	0.0999	11.82	12.41
14	1.3096	0.1116	11.74	

Джерело: розроблено авторами

де $\alpha_{нв}=12.41^0$ – найвигідніший кут атаки, відповідає значенню максимального значення аеродинамічної якості K при $M=0.3$, $H=0$.

Тоді, відповідно до (5)

$$m = \frac{\sqrt{(1.1802^2 + 0.0999^2)} 1.225 (0.3 \cdot 340.3)^2 1.622}{2 \cdot 9.81} = \frac{1.1844 \cdot 1.225 \cdot 10422.37 \cdot 1.622}{19.62} = 1250.1 \text{ кг.}$$

Це розрахункове значення маси, з якою наведене аеродинамічне компонування спроможне здійснювати планерування з максимальною аеродинамічною якістю $K_{max}=11,82$ на швидкості $M=0.3$ на висоті $H=0$ на $\alpha_{нв}=12.41^0$

Для визначення обмеження за мінімальною швидкістю M польоту на максимальній висоті, що є наслідком спроможності несучих властивостей запропонованого аеродинамічного компонування внаслідок розрідження повітря та обмеження за $M_{кр} = 0,66$, необхідно перевірити виконання умови (2) рівнодіючих сил, що забезпечує планерування для швидкості $M=0,66$, $H=11\text{ км}$ (Табл. 5). Для цього необхідно розрахувати складові C_x, C_y при максимальному значенні K для визначення C_R (3).

Таблиця 5

Аеродинамічні коефіцієнти для $M=0,66$, $H=11\text{ км}$

α	C_y	C_x	K	$\alpha_{нв}$
-2	-0.0458	0.0514	-0.89	
0	0.1700	0.0526	3.23	
2	0.3858	0.0582	6.63	
4	0.6016	0.068	8.85	
6	0.8174	0.0821	9.96	
7	0.9253	0.0908	10.19	
8.5	1.08715	0.1058	10.28	8.5
10	1.249	0.1232	10.14	

Джерело: розроблено авторами

Тоді, відповідно до (5)

$$m = \frac{\sqrt{(1.08715^2 + 0.1058^2)} \cdot 0.365(0.66 \cdot 295.2)^2 \cdot 1.622}{2 \cdot 9.81} = \frac{1.09228 \cdot 0.365 \cdot 37959.508 \cdot 1.622}{19.62} = 1251.13 \text{ кг.}$$

Це розрахункове значення маси, з якою наведене аеродинамічне компонування спроможне здійснювати планерування з максимальною аеродинамічною якістю $K_{max} = 10,28$ на швидкості $M=0,66$ та висоті $H=11\text{ км}$ на $\alpha_{нв} = 8.5^\circ$.

Максимальне значення швидкості ЛА на всіх висотах від $H=0$ до $H=11\text{ км}$ для наведеного аеродинамічного компонування обмежується $M_{кр}=0,66$ (див. вище).

Прив'язка до розрахункової маси (5) пов'язана із визначенням аеродинамічних коефіцієнтів для конкретної висоти та швидкості польоту. Якщо визначати розрахункову швидкість (4) – це потребуватиме уточнення аеродинамічних коефіцієнтів.

Графічні зображення аеродинамічних характеристик для розрахованого діапазону висот та швидкостей можливого планерування ЛА з максимальною аеродинамічною якістю для запропонованого аеродинамічного компонування наведено на Рис. 3.

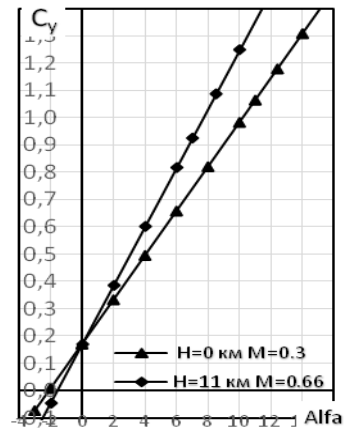
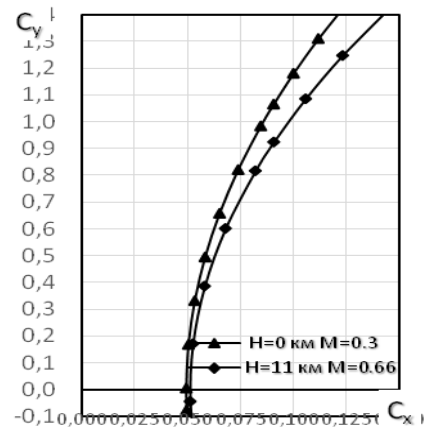
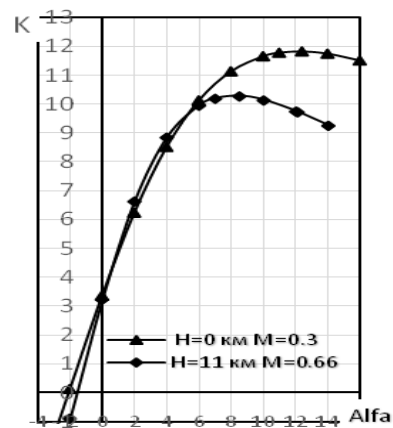
а) залежності $C_y = f(\alpha)$ б) залежності $C_y = f(C_x)$ в) залежності $K = f(\alpha)$

Рис. 3. Залежності аеродинамічних коефіцієнтів для режимів обмежень

Джерело: розроблено авторами

Аналіз результатів розрахунків, що наведені на Рис. 3 свідчить, що значення максимальної аеродинамічної якості для двох крайніх обмежувальних режимів має значення $K_{max} = 10.28 \div 11.82$ та залежить від висоти. Тому, для більш точного розрахунку відстані планерування – $L_{пл}$ (7) ЛА потрібно провести дослідження щодо зміни K_{max} в залежності від висоти H .

Відповідно, визначення K_{max} для висот H , наприклад з кроком 1 км, дозволить більш точно визначати поетапні значення відстані планерування. Тоді,

$$L_{пл} = \sum_{i=1}^k L_i. \quad (8)$$

Такий підхід, крім точності визначення розрахункових значень $L_{пл}$, дозволить визначати конкретну початкову висоту скидання досліджуваного об'єкту, в залежності від можливих обмежень ЛА-носія та тактики його застосування.

Далі проводились розрахунки складових C_x, C_y при максимальному значенні K для визначення C_R (3), де виконується умова планування (2) для ЛА з повною масою ЛА $m \approx 1250$ кг для проміжних висот та швидкостей, (як приклад див. Табл. 4, Табл. 5).

У Табл. 6 узагальнено результати розрахункових значень для ЛА з повною масою $m \approx 1250$ кг на режимі планування із значеннями максимальної аеродинамічної якості в залежності від висоти H та числа M польоту. Визначено значення найвигіднішого куту атаки $\alpha_{нв}$ та розраховане значення куту нахилу траєкторії θ (6), (Рис. 1). Також визначено значення безрозмірної координати аеродинамічного фокусу відносно носика аеродинамічної хорди крила $\bar{x}_f$ (Рис. 2).

Таблиця 6

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 1250$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	10.28	0.66	8.5	5.56	0.658
10	10.55	0.62	8.6	5.41	0.662
9	10.84	0.57	9.2	5.27	0.666
8	11.08	0.52	9.9	5.16	0.67
7	11.21	0.49	10.0	5.10	0.672
6	11.33	0.46	10.3	5.04	0.673
5	11.48	0.42	11.0	4.98	0.675
4	11.57	0.39	11.4	4.94	0.676
3	11.65	0.37	11.3	4.91	0.677
2	11.72	0.34	11.9	4.88	0.678
1	11.77	0.32	12.1	4.85	0.6788
0	11.82	0.3	12.41	4.84	0.6794

Джерело: розроблено авторами

У роботі розглянута можливість застосування запропонованого аеродинамічного компонування в якості **універсального аеродинамічного контейнера планування** для розміщення авіаційних бомб діаметру до 0,4 метру, а саме ФАБ - 500Т [14, с. 26], геометричні параметри якої без стабілізатора наведено на Рис. 2. Для визначення розрахункових мас приймалося:

вага однієї авіаційної бомби без стабілізатора $m \approx 450$ кг; двох – відповідно, $m \approx 900$ кг; вага

універсального аеродинамічного контейнера $m \approx 250$ кг.

Тобто, розрахункові маси $m_1 = 700$ кг, $m_2 = 1150$ кг.

Для прийнятих мас за наведеним вище алгоритмом було визначено аеродинамічні характеристики та умови формування режиму планування із максимальною аеродинамічною якістю. Нижче наведено узагальнені результати розрахункових значень для універсального аеродинамічного контейнера планування вагою $m_1 = 700$ кг (Табл. 7), $m_2 = 1150$ кг (Табл. 8).

Таблиця 7

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 700$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	11.04	0.49	10.2	5.17	0.672
10	11.20	0.45	10.7	5.10	0.674
9	11.31	0.42	10.8	5.05	0.675
8	11.39	0.39	11.0	5.02	0.676
7	11.50	0.36	11.5	4.97	0.677
6	11.56	0.34	11.7	4.94	0.678
5	11.64	0.31	12.2	4.91	0.679
4	11.68	0.29	12.3	4.89	0.6796
3	11.74	0.27	12.6	4.87	0.680
2	11.78	0.26	12.6	4.85	0.6803
1	11.81	0.24	13.1	4.84	0.6807
0	11.82	0.22	13.4	4.83	0.681

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 8

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 1150$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	10.41	0.64	8.5	5.49	0.660
10	10.65	0.60	8.6	5.36	0.664
9	10.96	0.54	9.7	5.21	0.668
8	11.15	0.50	10.10	5.13	0.671
7	11.28	0.47	10.2	5.07	0.673
6	11.39	0.44	10.6	5.02	0.674
5	11.49	0.41	10.9	4.97	0.676
4	11.58	0.38	11.4	4.93	0.677
3	11.68	0.35	11.8	4.90	0.678
2	11.72	0.33	11.9	4.88	0.6785
1	11.78	0.31	12.0	4.85	0.6791
0	11.82	0.29	12.3	4.83	0.6796

Джерело: розроблено авторами

З метою формування параметрів планування на режимі максимальної аеродинамічної якості для системи автоматичного управління запропонованого універсального аеродинамічного контейнера на Рис. 4...10 наведено графічні та функціональні залежності зміни керуючих параметрів в умовах Стандартної атмосфери.

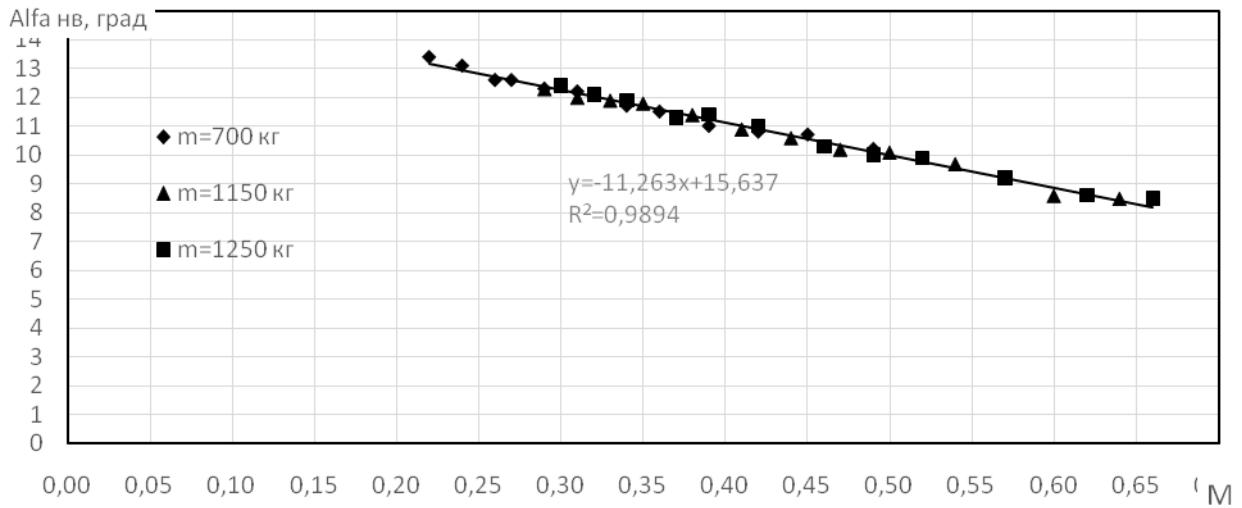


Рис. 4. Функціональна залежність $\alpha_{нв} = f(M)$

Джерело: розроблено авторами

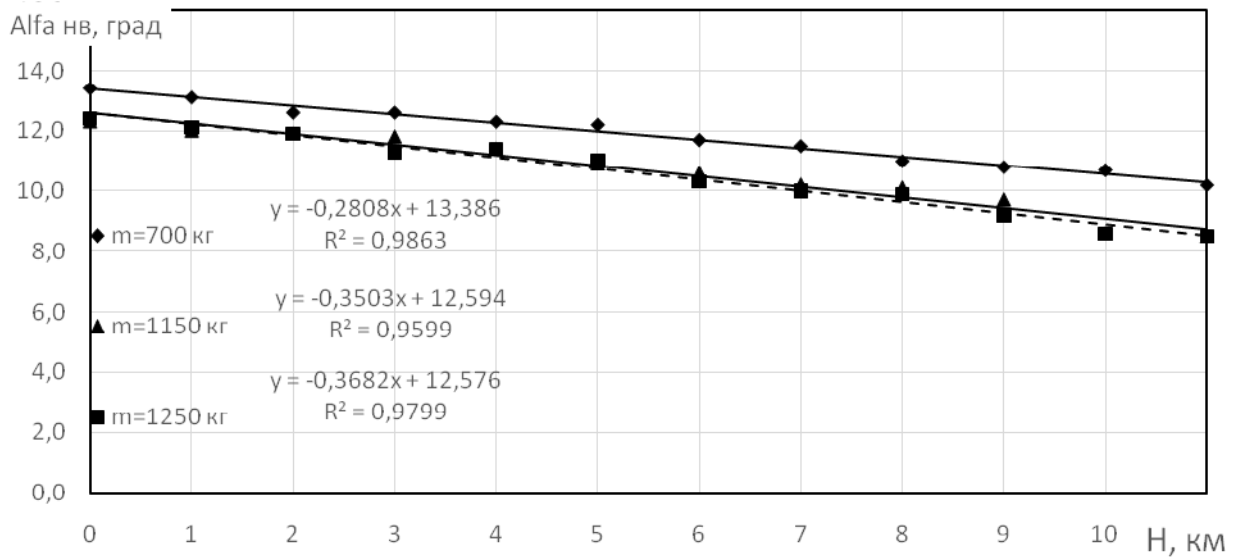


Рис. 5. Функціональні залежності $\alpha_{нв} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

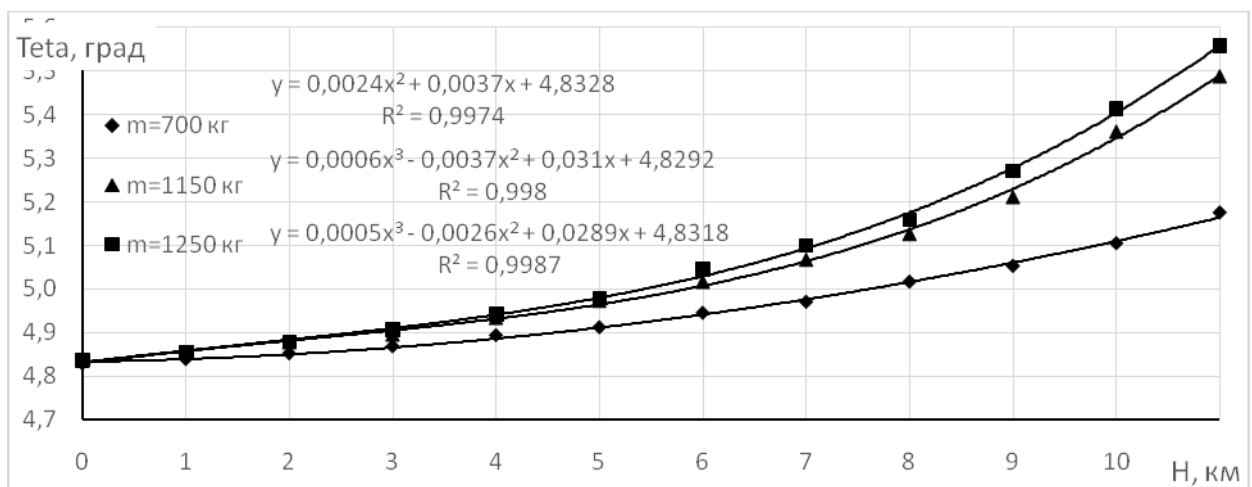


Рис. 6. Функціональні залежності $\theta = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

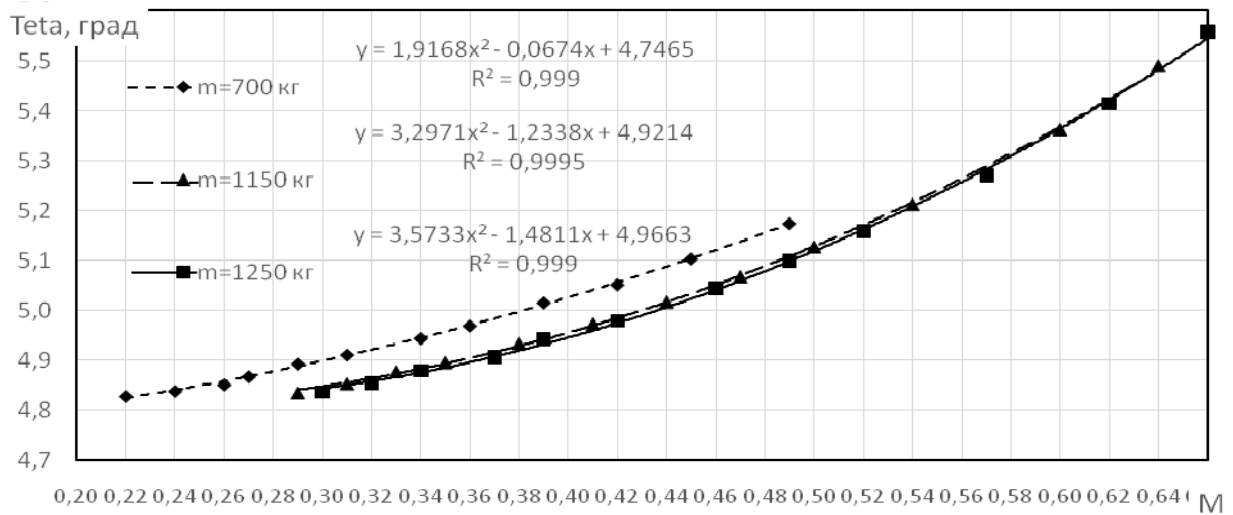


Рис. 7. Функціональні залежності $\theta = f(M)$

Джерело: розроблено авторами

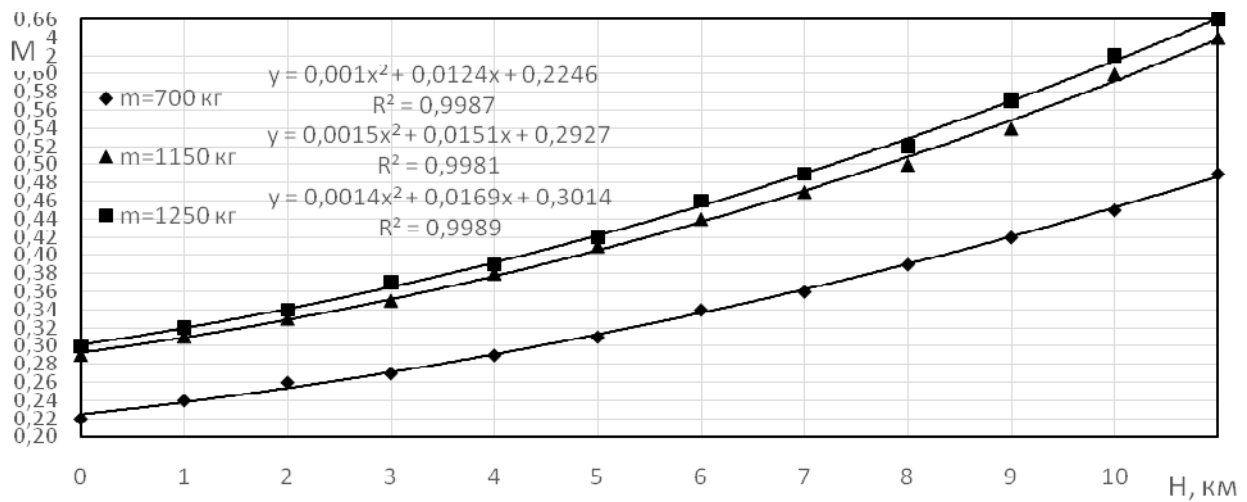


Рис. 8. Функціональні залежності $M = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

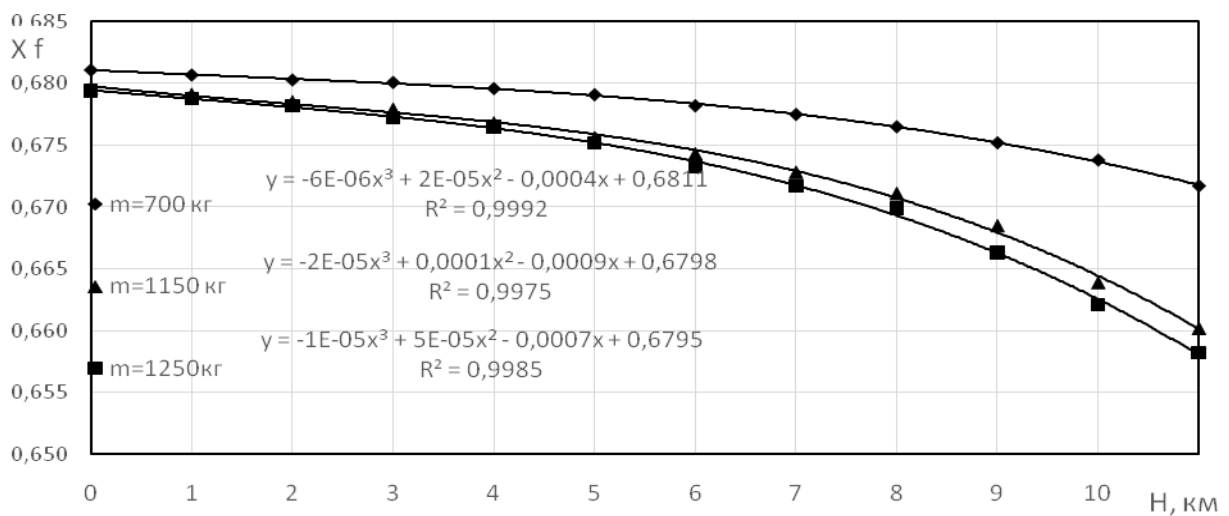
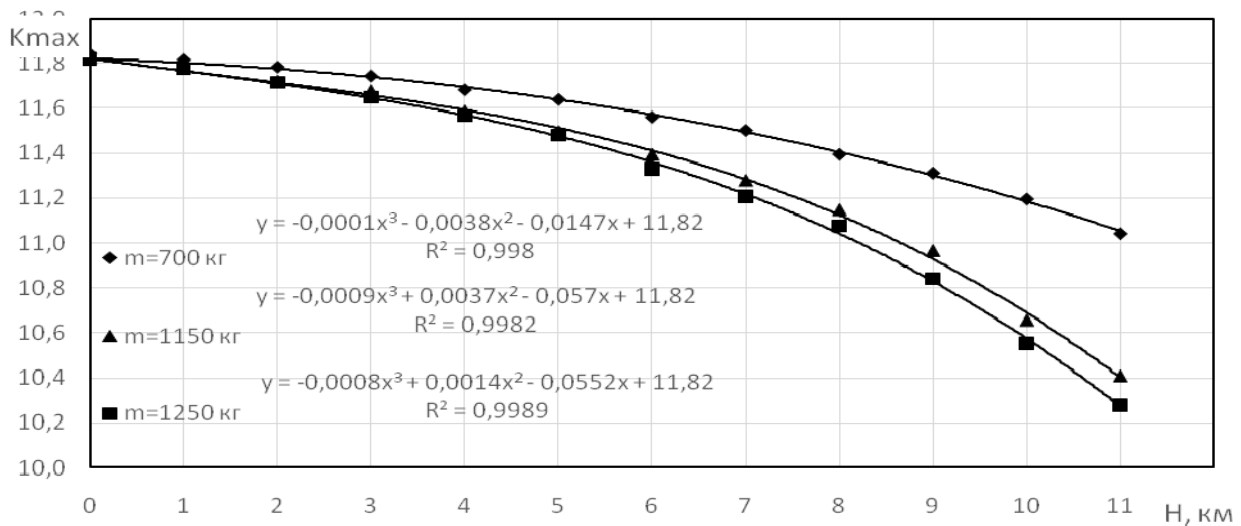


Рис. 9. Функціональні залежності $\overline{x_f} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

Рис. 10. Функціональні залежності $K_{max} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

Аналіз результатів теоретичних досліджень, що наведено на Рис. 4...10, свідчить про прогнозований характер функціональних залежностей у межах діапазону мас ($m = 700 \dots 1250 \text{ кг}$) для запропонованого універсального аеродинамічного контейнера планування, що може бути використано при програмуванні, як у вигляді чисельної матриці так і функцій у системах автоматичного управління.

Наведені результати досліджень на Рис. 10 у вигляді функціональних залежностей $K_{max} = f(H)$

дозволяють у рамках теоретичних досліджень стверджувати про можливість визначення дальності планування в інтегральному вигляді та запропонувати **модифікований метод визначення дальності планування**, тобто рівняння (7), (8) приймають вигляд:

$$L_{nl} = \int_0^{11} K_{max}(H) dH, \quad (9)$$

Нехай $H=x$, тоді вирішення цієї задачі зводиться у знаходженні первісної $F(x)$ та рішення визначеної математичної задачі у заданих межах висот

Тоді для ЛА $m = 700 \text{ кг}$: $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0001x^3 - 0.0038x^2 - 0.0147x + 11.82$,

$$L_{nl} = \int_0^{11} (-0.0001x^3 - 0.0038x^2 - 0.0147x + 11.82) dx,$$

$$L_{nl} = F(x) = -\frac{0.0001x^4}{4} - \frac{0.0038x^3}{3} - \frac{0.0001x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} =$$

$$= F(11) - F(0) = L_{nl} = 127.079 \text{ км}. \quad (10)$$

Тоді ЛА для $m = 1150 \text{ кг}$: $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0009x^3 + 0.0037x^2 - 0.057x + 11.82$,

$$L_{nl} = \int_0^{11} (-0.0009x^3 + 0.0037x^2 - 0.057x + 11.82) dx,$$

$$L_{nl} = F(x) = -\frac{0.0009x^4}{4} + \frac{0.0037x^3}{3} - \frac{0.057x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} =$$

$$= F(11) - F(0) = L_{nl} = 124.919 \text{ км}. \quad (11)$$

Тоді ЛА для $m = 1250$ кг : $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0008x^3 + 0.0014x^2 - 0.0552x + 11.82$,

$$L_{пл} = \int_0^{11} (-0.0008x^3 + 0.0014x^2 - 0.0552x + 11.82) dx,$$

$$L_{пл} = F(x) = -\frac{0.0008x^4}{4} + \frac{0.0014x^3}{3} - \frac{0.0552x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} =$$

$$= F(11) - F(0) = L_{пл} = 124.373 \text{ км} . \quad (12)$$

Рівняння (10...12) є інтегральними рішеннями визначення відстані планерування $L_{пл}$ запропонованого універсального аеродинамічного контейнера для розміщення авіаційних бомб із діаметром до 0,4 метру, загальною масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг відповідно, в умовах Стандартної атмосфери при планеруванні на режимах максимальної аеродинамічної якості з висоти $H = 11$ км до рівня землі $H = 0$. Запропонований підхід рішення задачі щодо визначення дальності планерування $L_{пл}$ в інтегральному вигляді дозволяє з більшою точністю визначати відстань планерування для інших планеруючих аеродинамічних компонувань (при визначенні $K_{max}=f(H)$) з подальшим інтегруванням в заданих межах висот та в їх проміжних значеннях, в залежності від завдань та можливих обмежень ЛА-носія.

Висновки

Таким чином, за результатами досліджень:

- запропоновано аеродинамічну схему та компонування універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до 0,4 м та значеннями максимальної аеродинамічної якості такого контейнеру в межах $K_{max} = 11,82 \div 10,28$ в залежності від висоти $H = 0 \div 11$ км;
- визначено найвигідніші кути атаки – $\alpha_{нв}$, які відповідають максимальним значенням аеродинамічної якості запропонованого універсального аеродинамічного контейнера

планерування в експлуатаційному діапазоні висот та швидкостей та масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг;

- побудовано функціональні залежності $\alpha_{нв}=f(M)$, $\alpha_{нв}=f(H)$, $\theta=f(M)$, $\theta=f(H)$, $M=f(H)$, $\overline{x_f} = f(H)$, $K_{max} = f(H)$ для формування траєкторії планерування запропонованого універсального аеродинамічного контейнера системою автоматичного управління на режимі максимальної аеродинамічної якості K_{max} , масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг в умовах Стандартної атмосфери;

- визначено дальності планерування запропонованого універсального аеродинамічного контейнера масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг з висоти $H = 11$ км до рівня землі $H = 0$ км в умовах Стандартної атмосфери при планеруванні на режимах максимальної аеродинамічної якості;

- розроблено модифікований метод визначення дальності планерування $L_{пл}$. Такий підхід, при зміні меж інтегрування в усьому експлуатаційному діапазоні висот, в залежності від завдань та можливих обмежень ЛА-носія дозволяє з більшою точністю визначати дальність планерування різних аеродинамічних компонувань заданої маси в умовах Стандартної атмосфери.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати на корегування запропонованого методу розрахунку дальності планерування в залежності від зміни параметрів зовнішньої атмосфери.

Список літератури

1. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – Машиностроение, 1969. – 499 с.
2. Glide angle. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/glidang.html>.
3. Mathematics of Flight: Glide Slope II. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Portals/7/Mathematics%20of%20Flight%20Glide%20Slope%20II.pdf>.
4. Best Glide Speed and Distance. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-01/Best%20Glide%20Speed%20and%20Distance.pdf>.
5. Поляра скоростей планирования. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/9110152/page:47>.

6. Аэродинамика самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/397997/page:9>.
7. Снижение самолета. Установившееся планирование самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://studref.com/544318/tehnika/snizhenie_samoleta#705.
8. Посадочные характеристики самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://mash-xxl.info/page/136196229137131180079092187210166190007076201194>.
9. Вотяков В.Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. Часть 1. изд. ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 1972. – 651 с.
10. Static Stability and Control Effectiveness of the MK-84 Modular Guided Glide Bomb II at Transonic Mach Numbers. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0920703>.
11. Практическая аэродинамика маневренных самолетов. Учебник для летного состава // Под общ. ред. Н.М. Лысенко. – М.: Воениздат, 1977. – 439 с.
12. Бонч-Бруевич Г.Ф., Задорожный А.И. Аэродинамические характеристики транспортных самолетов и их расчет. – Киев: изд. КВВАИУ, 1983. – 96 с.
13. Бонч-Бруевич Г.Ф. Аэродинамические характеристики сверхзвуковых самолетов и их расчет. – Киев: изд. КВВАИУ, 1983. – 138 с.
14. Альбом “Габаритные размеры, конструктивные, баллистические и аэродинамические характеристики авиабомб”, 1986. Воєно-наукова бібліотека ДНДІ авіації, інв. № 20886. – 178 с.

Надійшла до редколегії 21.10.2024

Схвалена до друку 22.11.2024

Відомості про авторів:

Кумпаненко Володимир Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Тараненко Віктор Васильович

кандидат технічних наук
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Склярів Олександр Григорович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

Information about the authors;

Volodymyr Kumpanenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Victor Taranenko

Candidate of Technical Sciences
Head Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Oleksandr Sklyarov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

MODIFIED METHOD OF DETERMINING THE PLANNING RANGE OF A UNIVERSAL AERODYNAMIC CONTAINER OF A GIVEN MASS

V. Kumpanenko, V. Taranenko, O. Sklyarov

In connection with the change in the glide height of the aircraft, the parameters of the atmosphere change, including the kinematic viscosity of the air, which affects the determination of the Reynolds number Re , which in turn determines the coefficient of aerodynamic drag, which is the denominator in determining the maximum aerodynamic quality K_{max} . Therefore, determination of the glide distance of the aircraft, where the maximum aerodynamic quality is valid only when carrying out estimation calculations and in a small range of heights.

In the case of steady gliding, the following external forces will act on a winged aircraft: the net effect of aerodynamic forces R , the force of weight G and the force of thrust P . In the case under consideration, when $P=0$, all these forces must be in balance. Accordingly, for a more accurate calculation of the glide range of an aircraft, it is necessary to conduct a study on the change of K_{max} depending on the height.

The article presents the results of scientific research on the development of a modified method of determining the glide distance in an integral form depending on the height of use of a universal aerodynamic container of a given mass ($m=700$ kg, 1150 kg, 1250 kg). An aerodynamic scheme and layout of a universal aerodynamic planning container for the placement of air weapons with a diameter of up to 0.4 meters is proposed. The functional dependences of the control parameters for the formation of the trajectory of the glider in the mode of maximum aerodynamic quality in the conditions of the Standard atmosphere are constructed. This approach makes it possible to more accurately determine the glide distance of aerodynamic layouts of a given mass in the operational range of heights, depending on the tasks, possible limitations of the aircraft - the carrier and the tactics of its use.

Keywords: gliding range, universal aerodynamic container, aerodynamic layout, most favorable angle of attack, maximum aerodynamic quality, gliding trajectory.